

МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ С  
ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (PCT)

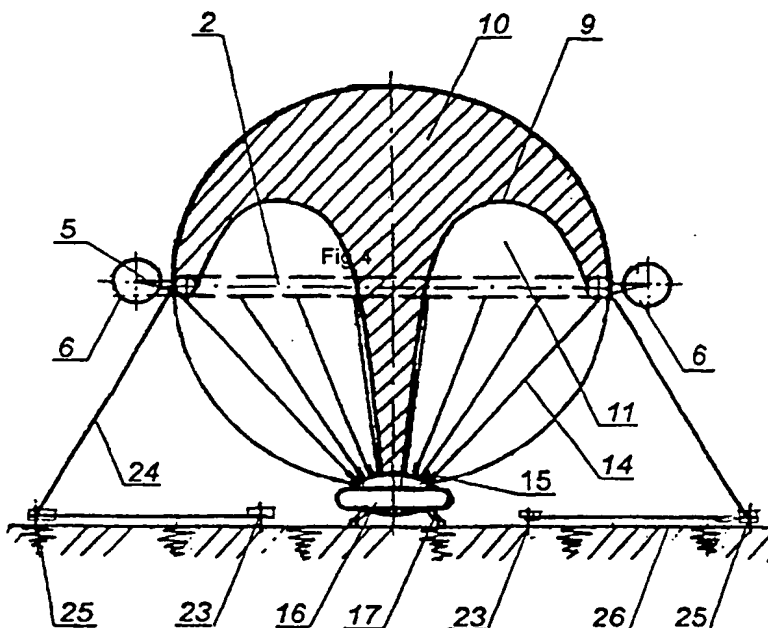
<b>(51) Международная классификация изобретения<sup>7</sup>:</b> <b>B64B 1/06</b>	<b>A1</b>	<b>(11) Номер международной публикации:</b> <b>WO 00/58152</b> <b>(43) Дата международной публикации:</b> 5 октября 2000 (05.10.00)
<b>(21) Номер международной заявки:</b> PCT/RU00/00094 <b>(22) Дата международной подачи:</b> 23 марта 2000 (23.03.00) <b>(30) Данные о приоритете:</b> 99105421 25 марта 1999 (25.03.99) RU <b>(71) (72) Заявитель и изобретатель:</b> ИШКОВ Юрий Григорьевич [RU/RU]; 123557 Москва, ул. Малая Грузинская, д. 41, кв. 122 (RU) [ISHKOV, Jury Grigorievich, Moscow (RU)]. <b>(74) Агент:</b> ЧАЙКОВ Владимир Соломонович; 109088 Москва, Симоновский вал, д. 26, корп. 2, кв. 30 (RU) [CHAIKOV, Vladimir Solomonovich, Moscow (RU)].		<b>(81) Указанные государства:</b> BR CA, US, европейский патент (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE). <b>Опубликована</b> <i>С отчётом о международном поиске.</i>

**(54) Title:** COMBINED SEMI-RIGID AND CONTROLLED LIGHTER-THAN-AIR AIRCRAFT

**(54) Название изобретения:** КОМБИНИРОВАННЫЙ ПОЛУЖЁСТКИЙ УПРАВЛЯЕМЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ЛЕГЧЕ ВОЗДУХА

**(57) Abstract**

The present invention pertains to the field of air transports and relates to controlled aerostatic aircraft for universal use. This invention essentially relates to a combined, semi-rigid and controlled lighter-than-air aircraft that comprises a spherical elastic envelope having its inner surface in contact with a rigid and hollow torus. The rigid torus includes brackets having propulsion engines mounted thereon. The outer surface of the spherical elastic envelope is provided with a blowing system in the form of nozzles fixed onto said outer surface. The elastic envelope includes a funnel-shaped gas-tight elastic membrane that divides the envelope cavity into two segments, wherein the segment above the membrane contains a gas lighter than air while the segment under the membrane contains a thermostatic ballasting means. The propulsion engines include turbochargers connected to the nozzles by high-pressure flexible hoses. The ends of adjustable-length flexible connection members that define a suspension are connected to the rigid torus, wherein said members are connected to winches mounted on the nacelle.



Изобретение относится к области воздушного транспорта и касаются управляемых аэростатических летательных аппаратов универсального назначения.

Сущность изобретения: комбинированный полужесткий управляемый летательный аппарат легче воздуха состоит из сферической эластичной оболочки с контактирующим с её внутренней поверхностью полым жестким тором. На кронштейнах жесткого тора установлены маршевые двигатели. На наружной поверхности сферической эластичной оболочке размещена системой сдува в виде сопел, закрепленных на наружной поверхности эластичной оболочки. Эластичная оболочка выполнена с эластичной воронкообразной газонепроницаемой мембраной, делящей её полость на расположенный над ней отсек газа легче воздуха и расположенный под ней отсек термостатического балластирования. Маршевые двигатели снабжены турбо нагнетателями, которые связаны шлангами высокого давления с соплами. На жестком торе закреплены концы образующих подвеску гибких стяжных элементов регулируемой длины, соединенных с лебедками, закрепленными на гондоле.

### ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюр, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AL	Албания	ES	Испания	LS	Лесото	SK	Словакия
AM	Армения	FI	Финляндия	LT	Литва	SN	Сенегал
AT	Австрия	FR	Франция	LU	Люксембург	SZ	Свазиленд
AU	Австралия	GA	Габон	LV	Латвия	TD	Чад
AZ	Азербайджан	GB	Великобритания	MC	Монако	TG	Того
BA	Босния и Герцеговина	GE	Грузия	MD	Республика Молдова	TJ	Таджикистан
BB	Барбадос	GH	Гана	MG	Мадагаскар	TM	Туркменистан
BE	Бельгия	GN	Гвинея	MK	бывшая югославская Республика Македония	TR	Турция
BF	Буркина-Фасо	GR	Греция	ML	Мали	TT	Тринидад и Тобаго
BG	Болгария	HU	Венгрия	MN	Монголия	UA	Украина
BJ	Бенин	IE	Ирландия	MR	Мавритания	UG	Уганда
BR	Бразилия	IL	Израиль	MW	Малави	US	Соединённые Штаты Америки
BY	Беларусь	IS	Исландия	MX	Мексика	UZ	Узбекистан
CA	Канада	IT	Италия	NE	Нигер	VN	Вьетнам
CF	Центрально-Африканская Республика	JP	Япония	NL	Нидерланды	YU	Югославия
CG	Конго	KE	Кения	NO	Норвегия	ZW	Зимбабве
CH	Швейцария	KG	Киргизстан	NZ	Новая Зеландия		
CI	Кот-д'Ивуар	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	PL	Польша		
CM	Камерун	KR	Республика Корея	PT	Португалия		
CN	Китай	KZ	Казахстан	RO	Румыния		
CU	Куба	LC	Сент-Люсия	RU	Российская Федерация		
CZ	Чешская Республика	LI	Лихтенштейн	SD	Судан		
DE	Германия	LK	Шри Ланка	SE	Швеция		
DK	Дания	LR	Либерия	SG	Сингапур		
EE	Эстония			SI	Словения		

## КОМБИНИРОВАННЫЙ ПОЛУЖЕСТКИЙ УПРАВЛЯЕМЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ЛЕГЧЕ ВОЗДУХА

### ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Изобретение относится к области воздушного транспорта и касаются управляемых аэростатических летательных аппаратов универсального назначения, используемых в качестве летающих кранов для строительных и монтажных работ, а также для осуществления транспортировки крупногабаритных, не подлежащих делению, грузов большого веса.

### ПРЕДШЕДСТВУЮЩИЙ УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

Известен мягкий дирижабль дискообразной формы из патента Великобритании № 2117728, М.кл. В 64В 1/70, 1986, включающий внешнюю оболочку, расположенный по периферии корпуса и образующий его торцевую часть формующий элемент, заполненный газом легче воздуха или воздухом под избыточным давлением, упругую газонепроницаемую перегородку, разделяющую внутренний объем корпуса на полость газа легче воздуха и полость нагретого газа, расположенный в верхней части корпуса баллон, заполненный газом легче воздуха, закрепленные на оболочке при помощи подвески гондолу, силовую установку.

Недостатками этого дирижабля является относительно низкая надежность корпуса и сложность управления летательным аппаратом большой грузоподъемности.

Известен также из патента США № 3820744, НКИ 244 - 5, 1974, дирижабль, содержащий корпус в виде эластичной выпуклой оболочки с размещенными в ней баллонами для газа легче воздуха и образующим его кромки обтекателем, закрепленным на жестком силовом внешнем каркасе, соединенном посредством внутренней подвески в виде продольно - жестких эле-

ментов, имеющих приспособления для изменения их натяжения, с закрепленным на нижней оболочке и образующим грузовой отсек внутренним полым жестким силовым остовом, кабину управления, силовую установку и средства управления.

5 Недостатками этого дирижабля является большая масса жесткого внешнего каркаса и жесткого силового внутреннего остова, приводящие к снижению его весовой отдачи, сложность конструкции и необходимость балластной системы.

Наиболее близким по своей технической сущности является известный из патента США № 4,366,935, кл. В 64В 1/02, 1981 комбинированный управляемый летательный аппарат легче воздуха, содержащий корпус в виде заполненной газом легче воздуха сферический эластичной оболочки с гибкими стяжными элементами, со смонтированной на ней посредством подвески гондолой с шасси, приспособлением для захвата грузов и расположенными симметрично её продольной оси маршевыми двигателями.

Недостатками этого летательного аппарата является неудобство в эксплуатации, низкая весовая отдача, отсутствие системы термического регулирования и создания подъемной силы, необходимость в балласте и отсутствие возможности иметь уменьшенное сечение в миделе на стоянке в случае больших ветровых нагрузок.

## РАСКРЫТИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Задачами изобретения является создание удобного в эксплуатации управляемого летательного аппарата легче воздуха универсального назначения с высокой весовой отдачей, снабженного термической системой регулирования и создания подъемной силы, балластирования и уменьшенным сечением в миделе на стоянке при большой силе ветра.

Эти задачи достигаются тем, что в комбинированном полужестком управляемом летательном аппарате легче воздуха, содержащий корпус в виде заполненный газом легче воздуха сферический эластичной оболочки с гибкими стяжными элементами, регулируемой длины и смонтированной на ней посредством подвески гондолой с шасси, системой управления, устрой-

ство для захвата грузов и расположенными симметрично её продольной оси маршевыми двигателями, снабжен распорным приспособлением в виде контактирующего с внутренней поверхностью эластичной оболочки полого жесткого тора с носовым и кормовыми обтекателями, кронштейнами для крепления маршевых двигателей и системой сдува для снижения величины сопротивления перемещению в виде сопел, образующих на наружной поверхности сферической эластичной оболочки концентричные относительно её горизонтальной оси переднюю, заднюю и размещенные между ними промежуточные вертикальные кольцевые зоны, шасси, выполненные с откидными опорными стойками, маршевые двигатели выполнены с турбо нагнетателями, соединенными посредством шлангов высокого давления с соплами, эластичная сферическая оболочка выполнена с эластичной воронкообразной газонепроницаемой мембраной, разделяющей её полость на расположенный над ней герметичный отсек газа легче воздуха и расположенный под ней отсек термостатического балластирования, имеющий приспособления для подачи в него и выпуска из него нагретого газа и забортного воздуха, упомянутый жесткий тор смещен вверх, причем горизонтальная плоскость расположения его продольной оси отстоит от горизонтальной плоскости, проходящей через центр сферической эластичной оболочки на  $0,005 - 0,1$  её диаметра, а упомянутые гибкие стяжные элементы регулируемой длины образуют подвеску gondoly, связывающую её с жестким тором упомянутого распорного приспособления и с эластичной оболочкой, при этом на её наружной поверхности упомянутые сопла расположены друг от друга с шагом « $n$ » в горизонтальной и шагом « $h$ » в вертикальной плоскости, равным соответственно  $0,05 - 0,5$  и  $0,0025 - 0,125$  диаметра эластичной оболочки.

Кроме того в комбинированном полужестком управляемом летательном аппарате легче воздуха жесткий тор может быть выполнен с отсеками для размещения балласта, а устройство для захвата грузов может быть выполнено в виде закрепленных на gondole продольно-жестких элементов регулируемой длины со смонтированными на их свободных концах захватными приспособлениями.

#### КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

На фиг.1 схематично изображен общий вид комбинированного полужесткого управляемого летательного аппарата легче воздуха со снятым маршевым двигателем.

На фиг.2 - продольный разрез фиг.1

5 На фиг.3 - изображен общий вид комбинированного полужесткого управляемого летательного аппарата легче воздуха в сложенном виде на стоянке.

На фиг.4 - узел А на фиг. 3 в увеличенном масштабе.

## 10 ЛУЧШИЙ ВАРИАНТ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Комбинированный полужесткий управляемый летательный аппарат легче воздуха состоит из корпуса в виде сферической эластичной оболочки 1 с распорным приспособлением в виде контактирующего с её внутренней поверхностью оболочки 1 полого жесткого тора 2 с жесткими носовым 3 и кормовым 4 обтекателями и кронштейнами 5 для крепления маршевых двигателей 6. На наружной поверхности сферической эластичной оболочке 1 размещена системой сдува в виде сопел 7, образующих на наружной поверхности сферической эластичной оболочки концентричные относительно её горизонтальной оси переднюю, заднюю и размещенные между ними промежуточные вертикальных кольцевые зоны 8, при этом эластичная сферическая оболочка 1 выполнена с делящей её полость эластичной воронкообразной газонепроницаемой мембраной 9, делящей её полость на расположенный над ней отсек 10 газа легче воздуха и расположенный под ней отсек 11 термостатического балластирования, имеющий приспособления для подачи в него и выпуска нагретого газа и забортного воздуха (на чертежах условно не показанном). Установленные на кронштейнах 5 маршевые двигатели 6 снабжены турбо нагнетателями 12, которые связаны шлангами 13 высокого давления с соплами 7. На жестком торе 2 закреплены концы образующих подвеску гибких стяжных элементов 14 регулируемой длины, соединенных с лебедками 15, смонтированными на гондоле 16. В гондоле 16 установлена система управления (на чертежах условно не показанных), а её шасси 17 выполнено с откидными опорными стойками 18. Гондола 16 имеет

так же устройство для захвата грузов в виде закрепленных на ней продольно - жестких элементов 19 регулируемой длины со смонтированными на их свободных концах захватными приспособлениями 20. Кроме того жесткий тор 2 выполнен с отсеками 21 для размещения балласта 22 и смещен в верх, причем горизонтальная плоскость расположения его продольной оси отстоит от горизонтальной плоскости, проходящей через центр сферической эластичной оболочки 1 на 0,005 - 0,1 её диаметра. Сопла 7 расположены относительно друг от друга с шагом  $\pi$  в горизонтальной и шагом  $h$  в вертикальной плоскости, равным соответственно 0,05 - 0,5 и 0,0025 - 0,125 диаметра эластичной оболочки 1.

Работает комбинированный полужесткий управляемый летательный аппарат легче воздуха следующим образом: перед запуском маршевых двигателей 6 отсоединяют от шасси 17 швартовы в виде пропущенных через направляющие блоки 23 тросов 24 лебедок 25, установленных на посадочной площадке 26 и освобождают отсеки 21 жесткого тора 2 от балласта 22, а затем включив маршевые двигатели 6 заполняют отсек 11 термостатического балластирования сферической эластичной оболочки 1, которая при этом расправляется, и натягивает гибкие стяжные элементы 14 регулируемой длины, обеспечивая благодаря этому необходимую жесткость распорного приспособления, обуславливая тем самым сферическую форму эластичной оболочки 1. На следующем этапе взлета увеличивают обороты маршевых двигателей и поднимают температуру выхлопных газов в отсеке 11 термостатического балластирования и тем самым увеличивают аэростатическую силу и компенсируют одновременно с этим вес транспортируемого груза, обеспечивая при этом взлет.

После набора заданной высоты включают турбо нагнетатели 12 и через гибкие шланги 13 высокого давления подают в сопла 7 сжатый воздух, который благодаря системе сдува снижает величину сопротивления перемещению сферической эластичной оболочки 1, а изменение направления полета производят изменение числа оборотов и угла атаки лопастей винтов маршевых двигателей 6, а изменение высоты полета производят изме-

нением температуры газов, заполняющих отсек 11 термостатического балластирования.

Посадка комбинированного полужесткого управляемого летательного аппарата легче воздуха осуществляется следующим воздухом: после уменьшения скорости горизонтального полета и отключения турбо нагнетателей 12 в отсек 11 термостатического балластирования подается забортный воздух который снижает в нем температуру, т.е. уменьшают подъемную аэростатическую силу и тем самым обеспечивает его спуск.

После причаливания к посадочной площадке 26 для снижения ветровой нагрузки сферическую эластичную оболочку 1 из отсека 11 термостатического балластирования удаляют заполняющие его выхлопные газы и воздух, благодаря чему сферическая эластичная оболочка 1 принимает серповидную форму, а её нижняя часть складывается, при этом отсеки 21 жесткого тора 2 заполняются балластом 22. После этого закрепляют швартовы в виде тросов 24 на шасси 17 гондолы 16 и лебедкой 25 подтягивают гондолу 17 через направляющие блоки 28 к поверхности посадочной площадки 26 и закрепляют на ней.

## ПРОМЫШЛЕННАЯ ПРИМЕНИМОСТЬ

Может быть использован как для транспортировки негабаритных грузов на внешней подвески с использованием постоянных воздушных потоков в верхних слоях атмосферы, так и для работы в качестве летающего монтажного крана при возведении различных сооружений, так и при прокладке трубопроводов большого диаметра в отдаленных труднодоступных территориях.



## ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Комбинированный управляемый полужесткий летательный аппарат легче воздуха, содержащий корпус в виде заполненный газом легче воздуха сферический эластичной оболочки с гибкими стяжными элементами, регулируемой длины и смонтированной на ней посредством подвески гондолой с шасси, системой управления, устройством для захвата грузов и расположенными симметрично её продольной оси маршевыми двигателями, отличающийся тем, что он снабжен распорным приспособлением в виде контактирующего с внутренней поверхностью эластичной оболочки жесткого тора с носовым и кормовыми обтекателями, кронштейнами для крепления маршевых двигателей и системой сдува для снижения величины сопротивления перемещению в виде сопел, образующих на наружной поверхности сферической эластичной оболочки концентричные относительно её горизонтальной оси переднюю, заднюю и размещенные между ними промежуточные вертикальные кольцевые зоны, шасси выполнено с откидными опорными стойками, маршевые двигатели выполнены с турбоагрегатами, соединенными посредством шлангов высокого давления с соплами, эластичная сферическая оболочка выполнена с эластичной воронкообразной газонепроницаемой мембраной, разделяющей её полость на расположенный над ней герметичный отсек газа легче воздуха и расположенный под ней отсек термостатического балластирования, имеющий приспособления для подачи в него и выпуска из него нагретого газа и забортного воздуха, упомянутый жесткий тор смещен вверх, причем горизонтальная плоскость, расположения его продольной оси, отстоит от горизонтальной плоскости, проходящей через центр сферической эластичной оболочки на 0,005 - 0,1 её диаметра, а упомянутые гибкие стяжные элементы регулируемой длины образуют подвеску гондолы, связывающую её с жестким тором упомянутого распорного приспособления и с эластичной оболочкой, при этом на её наружной поверхности упомянутые сопла расположены друг от друга с шагом «п» в горизонтальной и шагом «h» в вертикальной плоскости, равным соответственно 0,05 - 0,5 и 0,0025 - 0,125 диаметра эластичной оболочки.

2. Аппарат по п.1, отличающийся тем, что жесткий тор выполнен с отсеками для размещения балласта.

3.Аппарат по пп.1 или 2, о т л и ч а ю щ и й с я тем, что устройство для захвата грузов выполнено в виде закрепленных на гондоле продольно - жестких элементов регулируемой длины со смонтированными на их свободных концах захватными приспособлениями.

5 4.Аппарат по любому из пп.1 - 3, о т л и ч а ю щ и й с я тем, что он снабжен топливными элементами, электролизерами воды и аккумуляторам, а сферическая эластичная оболочка выполнена с закрепленной на её наружной поверхности облицовкой в виде пленки, обладающей фото эффектом.

10

15

20

25

30

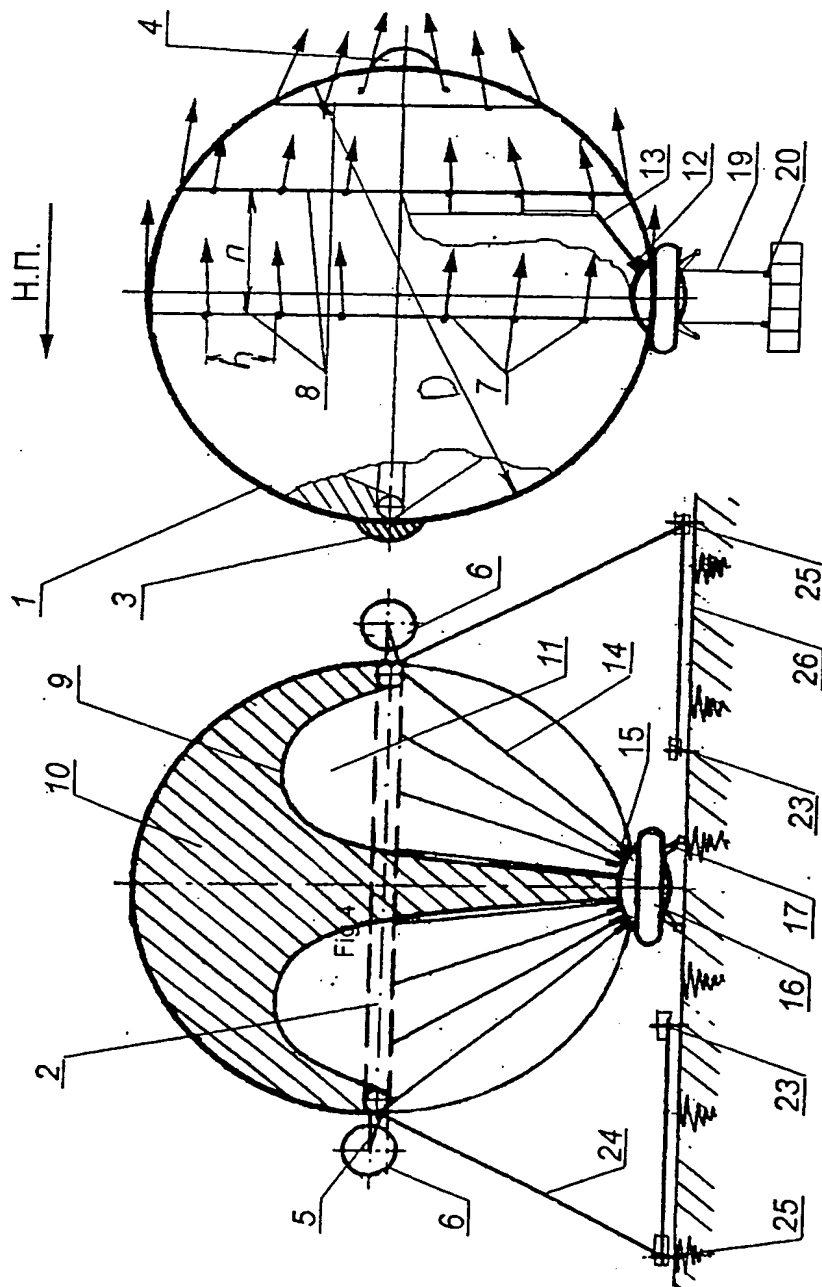


Fig.2

Fig.1

ЗАМЕНЯЮЩИЙ ЛИСТ (ПРАВИЛО 26)

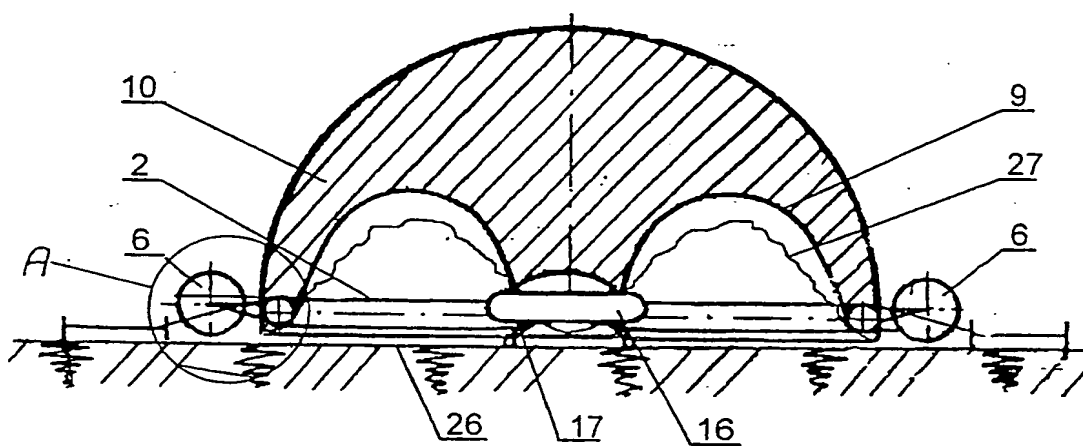
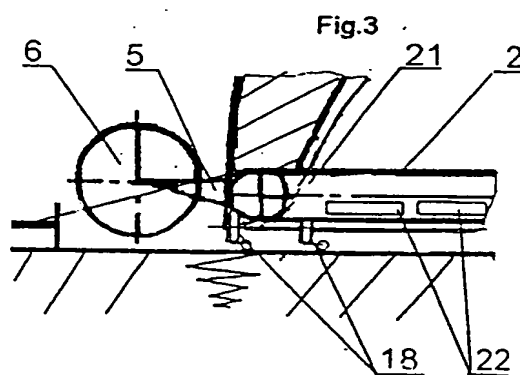
Узел А

Fig.4

**ЗАМЕНЯЮЩИЙ ЛИСТ (ПРАВИЛО 26)**

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.  
PCT/RU 00/00094

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER<sup>6</sup>:

IPC 7 : B64B 1/06

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC 7 : B64B 1/00-1/06

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 5294076 A (HAKAN COLTING), 15 March 1994 (15.03.94)	1-4
A	SU 1813673 A1 (KIEVSKY INSTITUT INZHENEKOV GRAZHDANSKOI AVIATSII), 07 May 1993 (07.05.93)	1-4
A	FR 2074556 A (S.A.S. LE PRINCE ALEXANDRE ANSALDI), 08 October 1971 (08.10.71)	1-4
A	GB 2103558 A (PETER BARRY RICHARD BROWN), 23 February 1983 (23.02.83)	1-4
-/--		



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

### \* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search  
10 July 2000 (10.07.00)

Date of mailing of the international search report  
13 July 2000 (13.07.00)

Name and mailing address of the ISA/  
RU

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

# ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка №  
PCT/RU 00/00094

## А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:

B64B 1/06

Согласно международной патентной классификации (МПК-7)

## В. ОБЛАСТИ ПОИСКА:

Проверенный минимум документации (система классификации и индексы) МПК-7:

B64B 1/00-1/06

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, поисковые термины):

## С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ:

Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	US 5294076 A (HAKAN COLTING) Mar. 15, 1994	1-4
A	SU 1813673 A1 (КИЕВСКИЙ ИНСТИТУТ ИНЖЕНЕРОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ) 07.05.93	1-4
A	FR 2074556 A (S.A.S. LE PRINCE ALEXANDRE ANSALDI) 8-10-1971	1-4
A	GB 2103558 A (PETER BARRY RICHARD BROWN) 23 Feb 1983	1-4

☐ следующие документы указаны в продолжении графы С.

☐ данные о патентах-аналогах указаны в приложении

\* Особые категории ссылочных документов:

A документ, определяющий общий уровень техники

E более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее

O документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д.

P документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета и т.д.

"P" документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета

T более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения

X документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень

Y документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории

& документ, являющийся патентом-аналогом

"&" документ, являющийся патентом-аналогом

Дата действительного завершения международного поиска: 10 июля 2000 (10.07.2000)

Дата отправки настоящего отчета о международном поиске: 13 июля 2000 (13.07.2000)

Наименование и адрес Международного поискового органа:  
Федеральный институт промышленной собственности

Россия, 121858, Москва, Бережковская наб., 30-1  
Факс: 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА

Уполномоченное лицо:

Е. Паршин

Телефон № (095)240-58-88

Форма PCT/ISA/210 (второй лист)(июль 1998)